

DYNAMIC LOAD ANALYSIS ON AIRCRAFT BODY USING ANSYS SIMULATION 18.1**(ANALISA PEMBEBANAN DINAMIK PADA BODI PESAWAT TERBANG DENGAN SIMULASI ANSYS 18.1)**

T.M. Andi Nurisa*, Kurnia Hastuti. Syawaladi

Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Islam Riau

*Corresponding author : Andynurisa1@gmail.com

ABSTRACT

Fuselage is an aircraft structure where as a passenger room and also goods. Fuselage experienced loading when the plane took off, maneuvering and landing. One of the loading on fuselage is cabin pressure. the use of FLMs (Fiber Metal Laminates) method which is used to hold the crack propagation path that occurs due to the load, so that the load will occur on the composite and propagate to aluminum significantly cracks that occur in the composite will reduce the impact on aluminum. This study aims to obtain a life cycle, equivalent alternating stress, safety factor, and fatigue sensitivity for variation loads, namely 1000 kg, 4000 kg, 6000 kg and 8000 kg. The load variations obtained were taken based on the hoop stress equation which is 8359.5 kg. This study uses the Autodesk Inventor software and ANSYS workbench 18.1. where modeling is made on Autodesk Inventor and simulations are carried out with ANSYS 18.1 software. the model was made using FLMs method with 11 layers of 7075-T6 Aluminum material and Composite Epoxy Carbon Woven then the load was varied. The results show that the life cycle decreases with increasing load. So that by FLMs method for Aluminum 7075-T6 and Composite Epoxy Carbon Woven Preperg, safe fatigue life is obtained $8,4141 \times 10^4$ cycle with alternating stress 262.6 MPa at 6000 kg load at 6000 kg, fatigue sensitivity still shows cycle 10^4 at 100% load.

Keywords: Fatigue, FLMs, Finite Element Method

ABSTRAK

Fuselage merupakan struktur pesawat dimana sebagai ruang penumpang dan juga barang. Fuselage mengalami pembebanan pada saat pesawat take off, maneuver, dan landing. Salah satu pembebanan pada fuselage adalah tekanan kabin. penggunaan metode FLMs (Fibre Metal Laminates) yang digunakan untuk menahan jalur perambatan retak yang terjadi akibat beban, sehingga beban akan terjadi pada komposit dan merambat ke alumunium secara signifikan retakan yang terjadi pada komposit akan mengurangi dampak pada alumunium. Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan life cycle, equivalent alternating stress, safety factor, dan fatigue sensitivity untuk beban variasi yaitu 1000 kg, 4000 kg, 6000 kg dan 8000 kg. Variasi beban yang diperoleh diambil berdasarkan persamaan hoop stress yaitu 8359,5 kg. Penelitian ini menggunakan software Autodesk Inventor dan ANSYS workbench 18.1. dimana permodelan dibuat pada Autodesk Inventor dan simulasi dilakukan dengan software ANSYS 18.1. model dibuat menggunakan metode FLMs dengan 11 lapisan material Alumunium 7075-T6 dan Composite Epoxy Carbon Woven kemudian beban divariasikan. Hasil penelitian menunjukkan bahwa life cycle berkurang dengan bertambahnya beban. Sehingga dengan metode FLMs untuk Alumunium 7075-T6 dan Composite Epoxy Carbon Woven Preperg, umur fatik yang aman didapat 8.341×10^4 cycle

dengan *alternating stress* 262.6 MPa pada beban 6000 kg pada beban 6000 kg *drafik fatigue sensitivity* masih menunjukkan *cycle* 104 pada beban 100%.

Kata kunci : *Fatigue, FLMs, Metode Elemen Hingga*

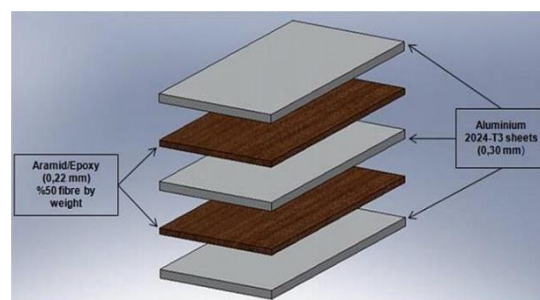
LATAR BELAKANG

Pesawat terbang merupakan gabungan dari berbagai macam komponen yang bekerja saling mendukung dan terpadu sehingga berfungsi sebagai mana mestinya. Banyak hal yang harus diperhatikan oleh seorang perancang dalam perancangan komponen pesawat terbang, hal tersebut antara lain komponen sesuai fungsi, keamanan, ekonomis, dan berdimensi optimum. Komponen-komponen dari pesawat terbang merupakan bagian kritis dan sangat membutuhkan katahanan kerja yang baik untuk menjaga keamanan (*safety*) dari pesawat terbang atau media transportasi udara yang lain (id.wikipedia.org, 2017). Kelelahan pada *fuselage* masih sulit dideteksi dengan keterbatasan perkakas. Titik rawan kelelahan ini biasanya pada sambungan antara sayap dan badan pesawat terbang atau antara sayap dan dudukan mesin. Elemen inilah yang mengalami guncangan keras dan terus-menerus, baik ketika tubuhnya lepas landas maupun mendarat. Ketika lepas landas, sambungannya menerima tekanan udara (*uplift*) yang besar. Ketika menyentuh landasan, bagian ini pula yang menanggung empasan tubuh pesawat. Kelelahan logam pun terjadi, dan itu awal dari keretakan (*crack*). Titik rambat, terkadang dimulai dari ukuran yang sangat kecil itu terus merambat. Semakin hari kian memanjang dan bercabang-cabang. Kalau tidak terdeteksi, taruhannya mahal, karena sayap bisa sontak patah saat pesawat tinggal landas.

LANDASAN TEORI FLMs

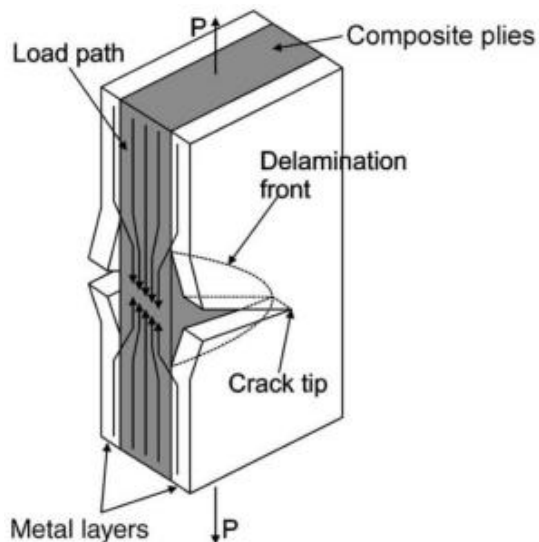
Fibre Metal Laminates (FMLs) adalah struktur komposit hybrid berdasarkan lembaran tipis paduan logam dan lapisan

material polimer digabungkan untuk mendapatkan kelebihan masing-masing material. Dua varian dikembangkan untuk mendapatkan sifat tahan lelah yaitu : ARALL mengandung serat aramid dan GLARE mengandung serat kaca.



Gambar 1 Varian Material Yang Digunakan Di FLMs

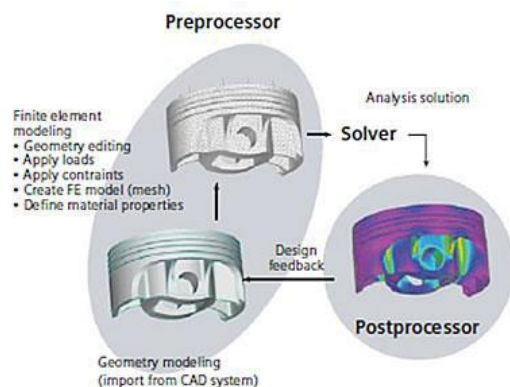
Salah satu yang paling penting dalam perencanaan struktur pesawat terbang adalah memerhatikan retakan dipermukaan yang diakibatkan oleh kelelahan yang diketahui dengan cara pemeriksaan tertentu dimana panjang retakan maksimum mencapai batas kritis kegagalannya. FMLs memberikan perbaikan dalam hal ini. Sifat dari kelelahan dari FMLs yang baik karena adanya serat tertutup. Kerusakan akan terjadi pada lapisan logam yang dilapisi komposit. Kekosongan yang terjadi antara lapisan logam dan komposit akan mengakibatkan terjadinya retakan. Retakan yang terjadi di lembaran serat secara signifikan akan mengurangi beban yang di terima di sekitar ujung retakan pada lembaran aluminium.



Gambar 2 Lapisan Logam Dan Lembaran Komposit Dalam Menerima Beban

Finite Element Analysis Menggunakan ANSYS.

Konsep dasar finite element analisis adalah mendiskretisasi atau membagi suatu struktur menjadi bagian-bagian yang lebih kecil yang jumlahnya berhingga, kemudian melakukan analisis gabungan terhadap elemen – elemen kecil tersebut. Tujuan dari finite element analisis adalah untuk memperoleh nilai pendekatan numerik sehingga dapat diselesaikan dengan bantuan komputer, maka Finite Element Analisis (FEA) dikatakan bersifat *computer oriented* (Moaveni, Saeed , 2008),



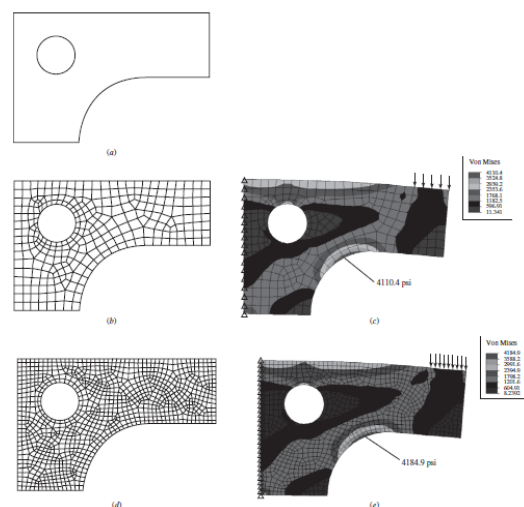
Gambar 3 Contoh Ilustrasi *Finite Element Analysis*

Terdapat tiga prosesor yang paling sering digunakan:

1. *Preprocessor*, yang berisi perintah – perintah yang di butuhkan untuk

membangun model yakni : Mendefinisikan, tipe dan pilihan elemen, Mendefinisikan konstanta real elemen, Mendefinisikan sifat material, Membuat model geometri, Mendefinisikan meshing kontrol, Mesh Model yang dibuat

2. *Prosesor (SOLUSI)*, memiliki perintah yang memungkinkan untuk menerapkan kondisi batas dan pembebanan. Misalnya pada masalah struktural, dapat ditentukan kondisi batas perpindahan dan kekuatan, atau untuk masalah perpindahan panas, dapat ditentukan batas suhu permukaan atau konvektif. Setelah semua informasi yang dibuat tersedia untuk prosesor solusi , pemecahan solusi dapat di lakukan. Dalam solusi terkait dengan analisis yang dilakukan sekarang, maka yang ditampilkan adalah solusi untuk deformasi, Equivalent von-misses stress, dan safety faktor.
3. *Postprocessor*, berisi perintah-perintah yang memungkinkan untuk mengurut dan menampilkan hasil analisis yaitu: membaca data hasil dari prosesor, membaca hasil elemen data, plot hasil, menampilkan daftar hasil.



Gambar 4 Meshing generation

Jaringan elemen dan titik di suatu daerah model disebut mesh. Kerapatan mesh meningkat dengan banyaknya elemen yang ada pada model. Ketika mesh berubah disalah satu analisis model maka akan menghasilkan analisis yang lebih baik, umumnya hasil analisis meningkat ketika kerapatan mesh di daerah tegangan tinggi. Tetapi tidak semuanya hasil selalu sama, ada tiga dasar untuk menghasilkan elemen mesh yaitu :

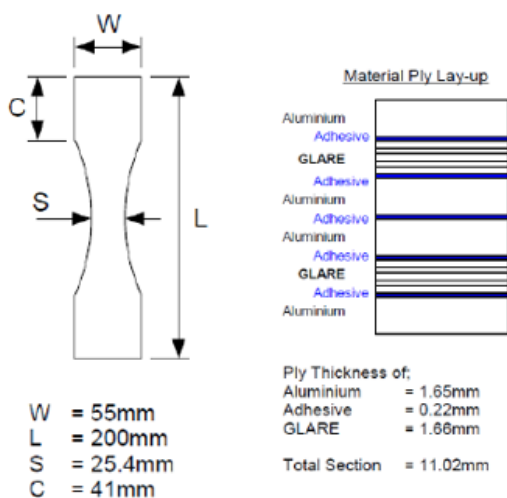
1. Mesh manual.

Metode ini dengan cara membuat elemen mesh dengan cara manual sehingga waktu yang dibutuhkan cukup lama dan memodifikasi mesh sangat susah. Semi otomatis mesh

Selama bertahun-tahun algoritma komputer telah dikembangkan yang memungkinkan mesh model secara otomatis dengan menggunakan batas-batas yang telah ditentukan.

2. Mesh otomatis

Penyempurnaan mesh otomatis memiliki tujuan secara signifikan untuk mengurangi waktu preprocessing. Ketika batas dari struktur di temukan tanpa menggunakan semi otomatis mesh maka daerah tersebut akan di katakan tipe satu elemen.

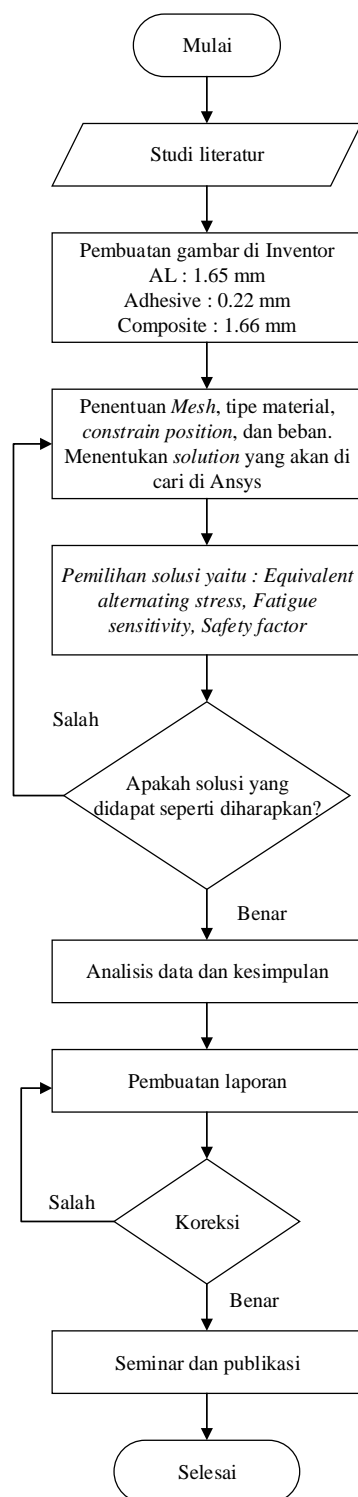


Gambar 5 Contoh Mesh Pada Plat Tipis

METODOLOGI

Prosedur penelitian

Penelitian ini dilakukan dengan beberapa tahapan yang dapat di lihat pada diagram alir.



Gambar 6 Diagram alir penelitian

Pengambilan data pada pengujian FEA ini dilakukan dengan tahap penggambaran model.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Untuk mengetahui pengaruh pembebanan dinamis pada *fuselage* pesawat terbang, dilakukan simulasi dengan beban bervariasi. Sebelumnya gambar spesimen dibuat dengan menggunakan *software Autodesk Inventor*. Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah FLMs (*Fibre Laminate Metals*) yaitu komposit lapisan aluminium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* yang dibuat berlapis selang-seling dengan total lapisan 11 lapisan. Pengambilan data menggunakan metode elemen hingga dengan menggunakan *software Ansys Workbench* yang digunakan untuk simulasi guna mengetahui semua parameter yang diinginkan seperti *Life*, *Safety Factor* dan *Fatigue Sensitivity*.

Beban yang terjadi pada *fuselage*

Beban yang terjadi pada *fuselage* dihitung dengan tekanan kabin yang terjadi pada *fuselage* dan selanjutnya menggunakan pers *Hoop Stress*. Dimana *Hoop stress* adalah tegangan yang terjadi pada benda-benda melingkar simetris (*pipe, tube, dll*). *Hoop stress* terjadi pada arah melingkar dibidang tegak lurus dengan sumbu longitudinal.:

$$\sigma_{hoop} = \frac{Pr}{2t} \quad (1)$$

P = Tekanan dalam kabin (psi)

$$= 6 \text{ psi} = 0.0042 \text{ kg/mm}^2$$

r = Radius *Fuselage* (mm)

$$= 1.41 \text{ m} = 1410 \text{ mm}$$

t = Ketebalan kulit *fuselage* (mm)

$$= 11.02 \text{ mm}$$

Maka *hoop stress* dapat dihitung :

$$\sigma_{hoop} = \frac{0.0042 \text{ kg/mm}^2 \times 1410 \text{ mm}}{2 \times 11.02} = 0.269 \text{ kg/mm}^2$$

Maka beban pada *fuselage* dapat dihitung:

$$= (\text{Hoop Stress} \times \text{Area of Cross Section})$$

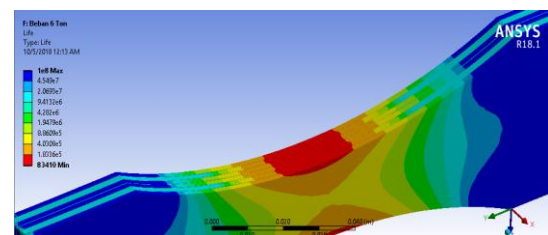
$$= (0.269 \times 2820 \times 11.02)$$

$$= 8359.5 \text{ kg}$$

Variasi beban untuk FLMs

Tegangan *Hoop stress* yang telah diperoleh digunakan untuk menghitung beban yang bekerja dimulai dari beban minimum hingga beban maksimum. *Design life* yang digunakan pada penelitian ini adalah 1×10^9 cycle.

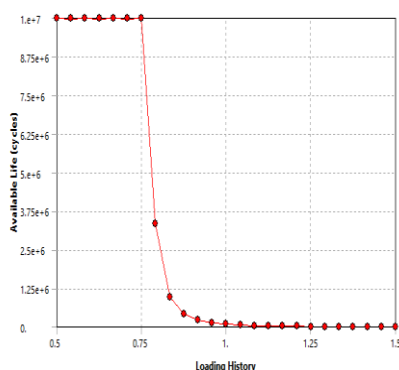
Hasil simulasi menunjukkan bahwa pada 1000 didapat memiliki *life* yang lebih tinggi yaitu 7.7×10^7 cycle hingga maksimum 1×10^8 cycle, dan pada beban 4000 kg didapat *life* 7.1593×10^6 cycle. Pada pembebanan 6000 kg titik kritis lebih terjadi terhadap kedua material dengan cycle 8.341×10^4 pada beban ini bisa dibilang beban sudah mencapai kritis, tetapi belum maksimum dikarenakan menurut perhitungan dengan menggunakan *hoop stress* beban maksimum pada 8000 kg dengan 0 cycle. tetapi pada beban ini daerah kritis sudah mencapai komposit dan aluminium dengan kata lain kegagalan untuk *life* sudah dicapai seperti pada gambar 7



Gambar 7 *Life* Beban 6000 Kg.

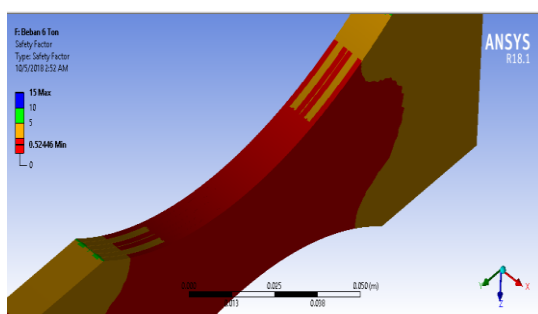
Pada gambar 8 *safety factor* beban 1000 kg menunjukkan bahwa *fuselage* masih pada kondisi aman karena *safety factor* minimal masih tinggi yaitu 3.1468 dan beban 4000 kg aluminium sudah mengalami kegagalan dengan angka minimum 0.78669. *safety factor* dari beban 6000 kg sudah mencapai titik kritis dengan angka 0.52446 dimana sudah berada di daerah kritis. Minimum daerah

kritis lebih terjadi pada lapisan aluminium saja dibanding komposit

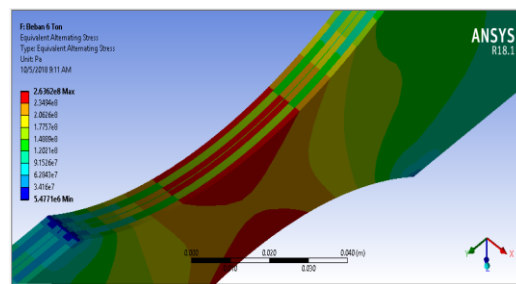


Gambar 8 *Safety Factor* Beban 6000 Kg

Pada beban 8000 kg *safety factor* didapat adalah 0.37643. Pada *fatigue sensitivity chart* beban 1000 masih dalam keadaan konstan pada penambahan beban 150 %, dan pada beban 4000 kg bahwa pada saat beban berada pada 150% umur mengalami penurunan hingga 1.301×10^5 . Pada gambar 9 adalah *fatigue sensitivity chart* pada beban 6000 kg menunjukkan bagaimana hasil *fatigue* berubah sebagai fungsi pembebanan pada lokasi kritis di model. Dalam penelitian ini ingin dilihat sensitifitas dari umur model jika beban dirubah dari 50% naik ke 150% dari beban sebenarnya. Pada Gambar 9 menunjukkan ketika beban naik 150% umur sudah menurun hingga 0 cycle, sehingga hanya mencapai 100% yang ditunjukkan pada Gambar 10 dengan 83410 cycle.



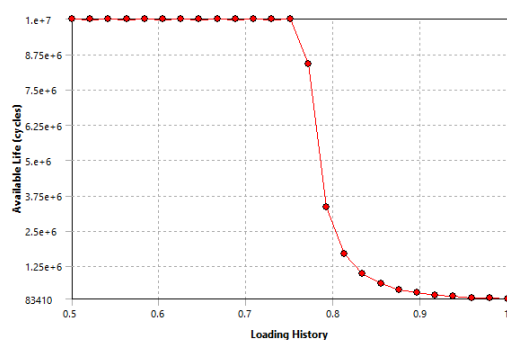
Gambar 9 *Fatigue Sensitivity* 150 % Dari Beban 6000



Gambar 10 *Fatigue Sensitivity* 100 % dari Beban 6000

Dan pada beban 8000 kg untuk 75% umur berkurang 55629 cycle sedangkan untuk 150 % umur sudah mencapai maksimum 0 cycle.

Pada beban 1000 kg *equivalent alternating* menunjukkan bahwa maksimum terjadi pada lapisan aluminium yaitu sebesar 4.3937×10^7 (43.9 MPa), dan pada 4000 kg *equivalent alternating stress* yang diterima aluminium maksimumnya pada lapisan ketujuh dengan angka 1.7575×10^6 . Pada gambar 11 *equivalent alternating stress* yang didapat pada beban 6000 kg maksimumnya adalah 2.6362×10^8 Pa.



Gambar 11 *Equivalent Alternating Stress* Beban 6000 Kg

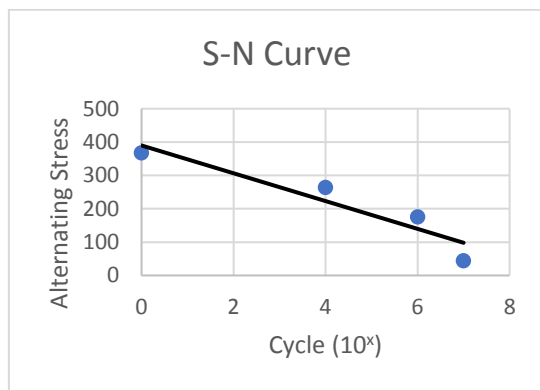
Pada beban 8000 kg *equivalent alternating stress* maksimumnya adalah 3.6729×10^8 Pa pada aluminium di lapisan ketujuh.

Dari *life* dan *alternating stress* yang didapat seperti yang ditunjukkan pada Tabel 1 dapat dibuat kurva SN dari masing-masing beban.

Tabel 1 Rangkuman Hasil Simulasi

Beban	Alternating stress	Cycle
1000	43.937	7
4000	175.7	6
6000	263.62	4
8000	367.29	0

Pada Gambar 12 bisa dilihat bahwa umur fatik berkurang dengan kenaikan beban dan semakin tinggi *alternating stress* yang didapat juga mempengaruhi umur dari FLMS tersebut. Untuk umur FLMS maksimum berada pada 10^7 cycle dan minimum pada 0 cycle, sehingga batas umur yang aman yang dapat dilihat pada Gambar 4.4 berada pada 10^4 cycle dengan *alternating stress* 263.6 MPa.

Gambar 12 Kurva *Life* Untuk FLMS

KESIMPULAN

Berdasarkan pengambilan data dengan metode elemen hingga didapat :

1. Beban maksimum yang dapat diterima material FLMS aluminium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* adalah 6000 kg dengan *life cycle* 10^4 .
2. *Alternating stress* meningkat dengan nilainya pembebanan. *Alternating stress* diperoleh 43,9 MPa, 175,7 MPa, 263,6 MPa, dan 367,2 MPa
3. Pembebanan 1000 kg menyebabkan terjadinya retak pada aluminium pada material komposit. Sedangkan pada beban 2000 kg menyebabkan retak

merambat dan pada saat beban ditingkatkan pada beban 4000 kg timbul retak pada material aluminium.

4. Siklus umur pada penelitian yang dapat diterima adalah pada beban 6000 kg dengan umur 8.341×10^4 cycle.

REFERENSI

- Abdullah, Ahmad Sufian. 2014, Crash Simulation of Fibre Metal Laminate Fuselage, Thesis PhD. University of Manchester, Faculty of Engineering and Physical Sciences.
- Achyutha Krishna Rao K, 2011. Finite Element Modeling and Analysis of Fuselage Stiffened Panel Subjected to Cabin Pressurization, VIT University, Vellore, India.
- Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning, 2005, France: Blagnac Cedex.
- ANSYS Workbench User's Guide Release 18.1. 2017
- Bannantine, J.A., 1990, Fundamentals of Metal Fatigue Analysis. Prentice-Hall, New Jersey.
- Bathe, K.J., 2014, Finite Element Procedures, New York: K.J. Bathe, Watertown, MA, USA.
- Sanyoto, B.L., Wajan Berata, 2008, Laju Perambatan Retak Aluminium 2024 T3 dengan Beban Fatigue Uniaksial pada Rasio Beban dan Jarak Diameter Lubang Berbeda, Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, ITS.
- Budynas, R.G., 2011. Mechanical Engineering Design Ninth Edition. New York : McGraw-Hill, USA.

- Callister, W.D., 1994, Materials Science And Engineering, John Willey & Sons, Inc. New York : McGraw-Hill, USA.
- Broek, D., 1991 Elementary Engineering Fracture Mechanics, Kluwer Academic Publishers.
- Dieter, G.E., 1961, Mechanical Metallurgy, New York : McGraw-Hill, USA.
- Frizzell, R.M. C.T. McCarthy, M.A. McCarthy, 2010, Simulating Damage and Delamination in Fibre Metal Laminate Joints using a Three-Dimensional Damage Model With Cohesive Elements and Damage Regularisation, Composite Science and Technology, Elsevier
- Amry, I.Y., 2015. Perancangan dan analisis trolley untuk Fuselage Pesawat Terbang CASA 212-400 di PT Digantara Indonesia, Politeknik manufaktur Bandung.
- Ives, Rob. 2017, Investigation of The Flow Around an Aircraft Wing of Section NACA 2124 Utilising ANSYS Fluent, School of Science and Engineering, Teeside University, Middlebrough, UK.
- Koksal, N. Sinan. 2013, Fatigue Analysis of A Notched Cantilever Beam Using ANSYS Workbench, Celal Bayar University: Manisa, Turkey.
- Li L, Aliabadi, M.H., A Mesh Free Micromechanical Analysis for Twill Composite, Key Engineering Materials 713, 338-341, 2016
- Woelke, P.B., 2014 Finite Element Modeling of Fatigue in Fiber-Metal Laminates, Weidlinger Associates, Incorporated, New York.
- Quist William E. 1996. ASM Handbook. Fatigue and Fracture Volume 19. New York, USA.
- Rao K., Achyutha Krishna. Akash Mohanty and Rama Krishna A. 2012, Finite Element Modeling and Analysis of Fuselage Stiffened Panel Subjected to Cabin Pressurization, VIT University, India.
- Stephens , R.L., Fatemi, A. and Fuchs, H.O., 1980. Metal Fatigue in Engineering. Palo Alto, California.
- Miyata, T., Tagawa, T., Takahashi, F. and Hirs, H., 1996, Fatigue Crack Propagation Behavior of Fiber Metal Laminate Influences of Initial Notch Length and Pre-Stretching. Journal of Society of Material Science Japan, Japan.
- Galvanetto, U., Aliabadi, M.H., Multiscale Modeling In Solid Mechanics, Imperial College Press, 2010
- Woven Composite edited by M H Aliabadi, World Scientific, 2015